第29卷 第9期 材 料 研 究 学 报 Vol. 29 No. 9
2015年9月 CHINESE JOURNAL OF MATERIALS RESEARCH September 2015

基于堆焊成形钛合金高周疲劳实验数据的R-S-N模型

朱 良[1] 王 晶[1] 李晓慧[1] 锁红波[2] 张亦良[1]

1. 北京工业大学 机械与应用电子技术学院 北京 100022
2. 北京航空制造工程研究所 高能束流加工技术重点实验室 北京 100024

摘 要 针对应力比对疲劳寿命影响的问题, 以TC18钛合金堆焊成形(利用多层堆焊的方法制备)试样为研究对象, 进行了3种应力比(R=0.5、R=0.06、R=−1)的疲劳实验, 得出相应的疲劳极限, 应用"应力幅值寿命模型"和"三参数寿命模型"得到6条*S-N*曲线。根据裂纹扩展速率与疲劳寿命的积分关系, 以两种疲劳寿命数学模型为基础, 系统地研究了应力比(R)与疲劳寿命曲线(*S-N*)的关系, 提出了考虑应力比的疲劳寿命(*R-S-N*)数学模型。根据本文提出的修正公式, 建立了适用TC18钛合金堆焊成形材料的两种*R-S-N*数学模型, 结果表明: 用应力幅值寿命模型可对中等疲劳寿命区进行准确的预测, 而三参数寿命模型更适合中长寿命区域的预测。提出的两种*R-S-N*数学模型与实验值吻合良好, 并可在工程上预测任意应力比下的疲劳寿命曲线。

关键词 材料科学基础学科, 应力比, 疲劳寿命, 疲劳极限, R-S-N数学模型

分类号 TG113 文章编号 1005-3093(2015)09-0714-07

R-S-N Mathematical Model Based on TC18 by BW High Cycle Fatigue Test Data

ZHU Liang[1*] WANG Jing[1] LI Xiaohui[1] SUO Hongbo[2] ZHANG Yiliang[1]

1. College of Mechanical Engineering and Applied Electronics Technology Beijing University of Technology, Beijing 100022, China

2. Science and Technology on Power Beam Processing Lab Beijing Aeronautical Manufacturing Technology Research Institute, Beijing 100024, China

Manuscript received November 6, 2014; in revised form January 21, 2015.

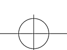
*To whom correspondence should be addressed, Tel: 15001237256, E-mail: zlymtf@126.com

ABSTRACT For the influence of stress ratio on fatigue life, fatigue tests of TC18 titanium alloy produced by build-up welding (TC18 by BW) samples were carried out under three stress ratios (R=0.5、R=0.06、R=-1), to draw three fatigue limits and 6 *S-N* curves of "stress amplitude life model " and " three-parameter model ". Based on the integral relationship of the crack growth rate and fatigue life and considering both of mathematical models of fatigue life, a systematic investigation of the relationship between stress ratio (R) and fatigue life curve (*S-N*) was performed to build the fatigue life mathematical model (*R-S-N*). According to the modified formula proposed in this paper, the establishment of two *R-S-N* mathematical models, applicable for TC18 by BW materials. The results show that "stress amplitude" model can accurately predict moderate fatigue life, and "three-parameter fatigue" model is more suitable for the prediction of long-life area. The predictive value of two proposed *R-S-N* mathematical models are in better agreement with the experimental values, they can accurately predict the fatigue curve under any stress ratio in engineering.

KEY WORDS foundational discipline in materials science, stress ratio, fatigue life, fatigue limit, R-S-N mathematical models

评定金属材料疲劳性能的基本方法, 是在一定的应力比R下用实验测定*S-N*曲线(疲劳曲线)或疲劳极限, 同时得到应力-寿命曲线方程。而在实际的工程中, 由于材料承受载荷的复杂性, 其应力比R在[-1, 1]之间变化, 特别是对于钛合金焊接结构, R的变化极大地影响着材料的疲劳寿命及疲劳极限。因此, 得到以R作为变量的应力-寿命方程, 对于结构

2014年11月6日收到初稿; 2015年1月21日收到修改稿。
本文联系人: 朱 良



设计及寿命评估有着重要的理论及应用意义。

关于应力比对材料疲劳性能的影响, 国内外科研人员做了大量的研究[1-4]。Xue等[5]对钛铝合金进行了不同应力比下的疲劳试验, 认为应力比对疲劳寿命有重要的影响; Sun[6]、Ishihara等[7]研究了应力比对材料疲劳寿命和裂纹扩展的影响; Sakai等[8]研究了应力比对轴承钢长寿命区的影响; Tokaji[9]研究了应力比对铝合金疲劳性能的影响。

本文立足于建立应力比R与疲劳寿命S-N曲线之间的数学表达式。根据裂纹扩展速率与疲劳寿命的积分关系, 以两种疲劳寿命数学模型为基础, 提出考虑应力比的疲劳寿命(R-S-N)模型。并以TC18钛合金堆焊成形材料为研究对象, 进行三个应力比(0.5、0.06、-1)下的疲劳试验, 应用"应力幅值幂函数寿命模型"及"三参数寿命模型"进行拟合以得到S-N曲线, 并验证两种R-S-N数学模型对该材料的适用性。

1 R-S-N模型的建立

1.1 以幂函数为基础的R-S_a-N模型

为了定量评估应力比R对S-N曲线的影响, 本文根据文献[10]通过裂纹扩展速率的数学模型, 引入应力比对寿命的影响。裂纹扩展速率Paris[11]数学模型为

$$\mathrm{d}a/\mathrm{d}N = C\Delta K^{m} \tag{1}$$

式中 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ 为裂纹扩展速率, ΔK 为应力强度因子, C, m为与材料裂纹扩展性质相关的参数。有关研究表明, 公式中C和m与应力比R有一定的相关性, 且随着R增大, m增大而C降低[12-14], 故本文将影响函数表达为

$$\mathrm{d}a/\mathrm{d}N = C(R)\Delta K^{m(R)} \tag{2}$$

对于单边裂纹的疲劳试样, 存在如下关系:

$$\Delta K = YS_a\sqrt{\pi a} \tag{3}$$

式中Y为几何因子, 其大小取决于裂纹长度a与试样宽度的比值。

将(3)式代入(2)式, 试件裂纹长度从[a_0-a_f]、寿命从[0-N]上积分得到

$$\int_{a_0}^{a_f} a^{-\frac{m(R)}{2}}\mathrm{d}a = \int_0^N C(R)(YS_a\sqrt{\pi})^{m(R)}\mathrm{d}N \tag{4}$$

变形整理后可得

$$-\frac{m(R)-2}{2}\cdot\frac{a_f^{-\frac{m(R)-2}{2}} - a_0^{-\frac{m(R)-2}{2}}}{C(R)(Y\sqrt{\pi})^{m(R)}} = S_a^{m(R)}N \tag{5}$$

令(5)式左边为D(R), 有: $D(R) = S_a^{m(R)}N$, 两边取对数, 则公式(5)可以表达为

$$\lg N = \lg D(R) - m(R)\lg S_a \tag{6}$$

将式(6)对照常用的S-N曲线拟合公式

$$\lg N = a - b\lg S_a \tag{7}$$

容易发现, 在S-N曲线方程中, 参数a,b与应力比存在函数关系, 即 $a \propto \lg D(R)$, $b \propto m(R)$。即(6)可以变形为

$$\lg N = a(R) - b(R)\lg S_a \tag{8}$$

整理公式(8)可得

$$S_a^{b(R)}N = 10^{a(R)} \tag{9}$$

根据疲劳实验结果, 可从不同应力比R的S-N曲线中得到几组不同的(a_i, b_i), 对其进行回归处理可得出$a(R)$, $b(R)$函数, 从而确定R-S_a-N曲线。

1.2 以三参数模型为基础的R-S_{max}-N模型

常用的疲劳寿命方程的另一种表达形式是三参数方程, 即

$$(S_{\max} - S_0)^b N = 10^a \tag{10}$$

式中的3个参数分别是a、b、S_0。a、b为与材料性质、试样形式、加载形式有关的常数, S_0为材料疲劳极限。

与幂函数表达式类似, 用上述方法考虑三参数模型中参数与应力比的关系, 经过积分换算可得到

$$\lg N = a(R) - b(R)\lg(S_{\max} - S_0) \tag{11}$$

整理公式(11)后可得

$$(S_{\max} - S_0)^{b(R)}N = 10^{a(R)} \tag{12}$$

根据不同应力比R下的疲劳实验结果, 按照回归方法可得三参数方程中的$a(R)$,$b(R)$。

2 实验

2.1 实验方法

实验以TC18钛合金堆焊成形材料为研究对象。该材料是一种近β型高强钛合金, 热处理后的组织为条状α相+β转变组织+细小的二次析出α相。其抗拉强度R_m=1050 MPa, 规定塑性延伸强度$R_{P0.2}$=982 MPa, 断后伸长率A=4%, 断面收缩率Z=12%, 具有屈强比高塑性差的特点。疲劳试样如图1所示。考虑到TC18钛合金堆焊成形的构件在实际工程中

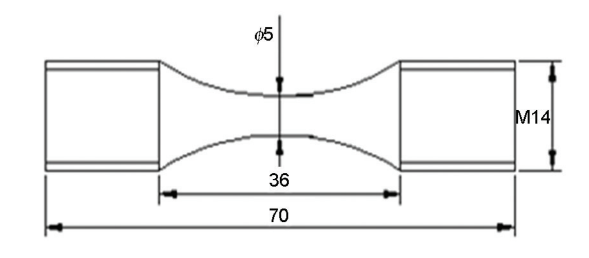


图1 疲劳试样尺寸

Fig.1 Size of the sample for fatigue testing

受到拉-拉、拉-压交变应力, 采用三种应力比(R=0.5、R=0.06、R=-1)在QBR-100高频疲劳试验机上进行疲劳试验。加载方式采用轴向加载, 加载波形为正弦波。实验在中长寿命区采用成组法, 在疲劳极限处采用配对升降法。

2.2 实验结果

2.2.1 不同应力比下升降法得到的疲劳极限结果 用配对升降法得到材料的疲劳极限, 指定循环基数$N_0=10^7$周次。应力比R=0.5, R=0.6时的应力台阶均为27.5 MPa, 应力比R=-1时的应力台阶均10 MPa, 均符合升降法级差要求。图2分别给出了不同应力比下的升降法结果。

设应力比$R=j$时, 疲劳极限为

$$\hat{S}_{50}^{\ j}=\frac{1}{n}\sum S_{ri}n_i \tag{13}$$

式中$\hat{S}_{50}^{\ j}$表示应力比为j时、可靠度为P=50%的疲劳极限值, n为对子总数, S_{ri}为应力对均值, n_i为在S_{ri}应力级别的配对个数

疲劳极限子样标准差为

$$s=\sqrt{\frac{\sum n_i(S_{ri}-\hat{S}_{50})^2}{n-1}} \tag{14}$$

变异系数[15]为

$$C_v=\frac{s}{\hat{s}_{50}} \tag{15}$$

式中s为疲劳极限子样标准差, $\hat{s}_{50}$为可靠度为50%的疲劳极限值。

以置信度为95%、误差限度5%时规定的变异系数为评价基准, 当实际变异系数小于规定值时认为实验可靠。按(13)-(15)式计算的疲劳极限总结果见表1。

2.2.2 不同应力比下的成组法实验结果 应用成组法得到不同应力比下的S-N曲线, 在有限试样前提下, 各应力级别的确定原则是: 对R=0.5, 在疲劳极限及强度极限之间尽可能等间距地选择4组应力水平, 共22根有效试样; 对于R=0.06, 选择3组应力水平共14根有效试样; 对R=-1, 由于疲劳极限较低, 在中长寿命区选择3组应力水平, 共19根有效试样。实验结果列于表2。

依据疲劳曲线幂函数表达式, 考虑实际的实验过程, 一般指定应力幅值S_a, 通过实验测得疲劳寿命N。在双对数坐标下$\lg S_a$, $\lg N$之间存在线性关系, 可表达为

$\lg N=a-b\lg S_a$ 或 $S_a^bN=A$, 式中 $a=\lg A$。

采用最小二乘法拟合, 实验得到的数据点为($\lg S_{a1}$, $\lg N_1$), ($\lg S_{a2}$, $\lg N_2$), …($\lg S_{ai}$, $\lg N_i$), 根据公式(16)和(17)可得待定参数a、b及A, 从而确定疲劳曲线方程。曲线方程列于表3, 曲线在图3中给出。

$$b=\frac{\sum_{i=1}^{n}\lg S_{ai}\lg N_i-\frac{1}{n}\left(\sum_{i=1}^{n}\lg S_{ai}\right)\left(\sum_{i=1}^{n}\lg N_i\right)}{\sum_{i=1}^{n}(\lg S_{ai})^2-\frac{1}{n}\left(\sum_{i=1}^{n}\lg S_{ai}\right)^2} \tag{16}$$

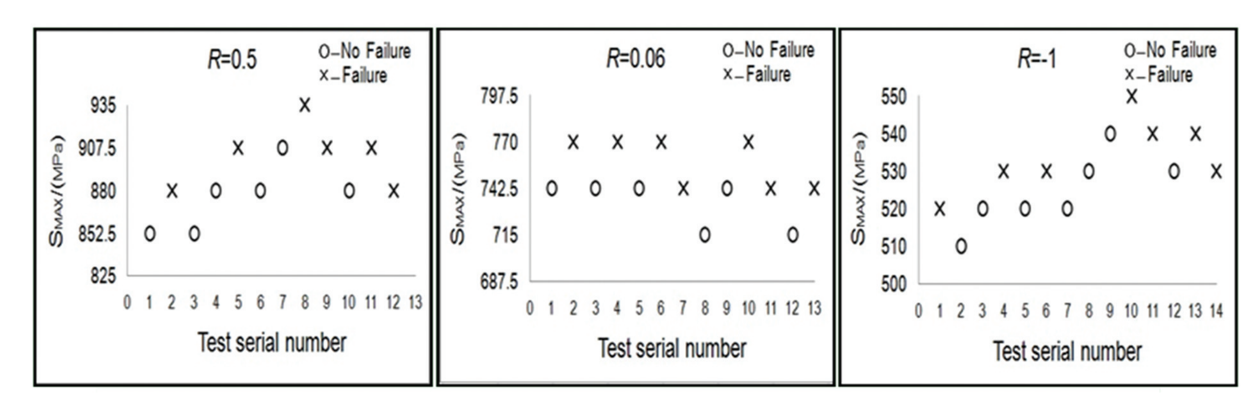


图2 应力比(R=0.5, R=0.06, R=−1)疲劳极限升降图

Fig.2 Fatigue limit paired up and down figure with R=0.5, R=0.06, R=−1

表1 疲劳极限总结果

Table 1 All the results of the fatigue limit

R_j	Number of Valid Sample	Pairing Number	Fatigue Limit /MPa	Standard Deviation / MPa	Coefficient Variation	Regulation Coefficient Variation
0.5	12	6	889.17	20.7	0.023	0.040
0.06	13	6	747.08	14.2	0.019	0.040
-1	14	7	529.29	9.76	0.018	0.048

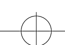


表2 成组法实验结果

Table 2 Experimental data with the grouped method

R	S_{max}	$\lg S_{max}$	S_a	$\lg S_a$	$\lg N$	n
0.5	990	2.9956	247.5	2.3936	5	6
	962.5	2.9834	240.6	2.3813	5.19	7
	935	2.9708	233.8	2.3688	6.09	5
	907.5	2.9578	226.9	2.3558	6.51	4
0.06	880	2.9445	413.6	2.6166	5.33	6
	852.5	2.9307	400.7	2.6028	5.66	4
	825	2.9165	387.8	2.5886	5.94	4
-1	600	2.7782	600	2.7782	4.57	7
	560	2.7482	560	2.7482	4.82	6
	550	2.7404	550	2.7404	4.88	6

表3 不同应力比下的S_a-N、(S_{max}-S_0)-N曲线方程

Table 3 Equations of S_a-N curve、(S_{max}-S_0)-N curve with different stress ratio

R	Equations of S_a-N curve	Equations of S_{max}-N curve
0.5	$S_a^{43.22}N=10^{108.35}$	$(S_{max}-889.17)^{2.14}N=10^{9.32}$
0.06	$S_a^{21.8}N=10^{62.37}$	$(S_{max}-747.08)^{2.61}N=10^{10.89}$
-1	$S_a^{8.24}N=10^{27.47}$	$(S_{max}-529.29)^{0.6}N=10^{5.68}$

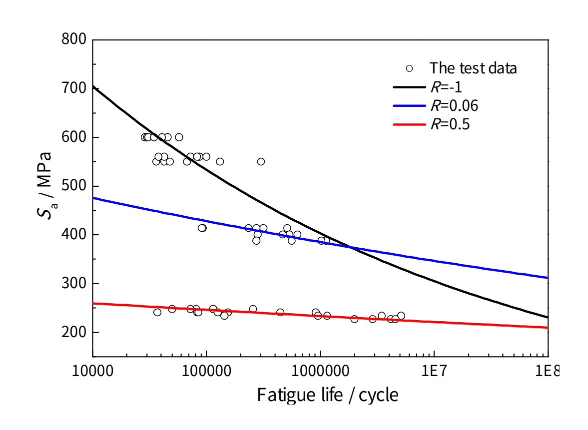


图3 S_a-N曲线

Fig.3 S_a-N curves of three stress ratio

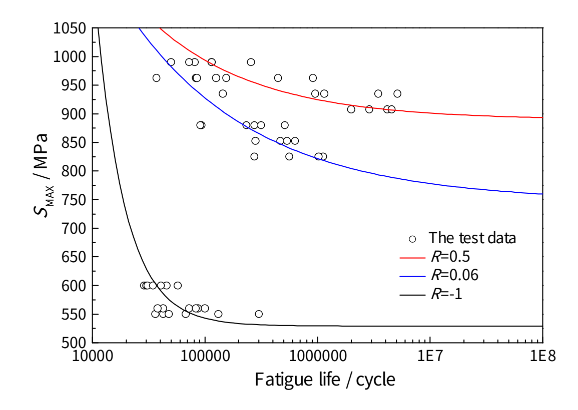


图4 S_{max}-N曲线

Fig.4 S_{max}-N curves of three stress ratio

$$a=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\lg N_i-\frac{b}{n}\sum_{i=1}^{n}\lg S_{ai} \tag{17}$$

同理, 根据上述方法, 依据公式(10), 在双对数坐标下 $\lg(S_{max}-S_0)$ 与 $\lg N$ 有线性关系, 关系式可表达为公式

$$\lg N=a-b\lg(S_{max}-S_0) \tag{18}$$

用最小二乘法原理拟合各数据点 ($\lg(S_{max\,1}-S_0)$, $\lg N_1$), ($\lg(S_{max\,i}-S_0)$, $\lg N_i$), 得到参数 a,b , 最终得到三参数疲劳曲线。在拟合 S-N曲线时, S_0取疲劳极限中值, N取各应力水平下的平均疲劳寿命。曲线方程列于表3, 曲线如图4所示。

3 TC18钛合金堆焊成形材料 *R-S-N*曲线方程的建立

3.1 TC18钛合金堆焊成形材料的 *R-Sa-N*模型

3组R对应的S-N曲线中的系数 a_i 、b_i 列于表4。

分别对 R-a, R-b进行拟合。计算结果表明, 参数a、b与应力比R符合二项式函数形式, 计算结果为

$$a(R)=47.72\times R^2+77.78\times R+57.53\;;\;R^2=0.984$$

$$b(R)=23.93\times R^2+35.28\times R+19.60\;;\;R^2=0.981$$

将函数 $a(R)$ 和 $b(R)$ 代入式(9), 得到可靠度

$P=50\%$ 条件下 $R-S_a-N$ 数学模型

$$S_a^{23.93\times R^2+35.28\times R+19.60}N=10^{47.72\times R^2+77.78\times R+57.53} \quad (19)$$

3.2 TC18钛合金堆焊成形材料的 R-S_{max}-N 模型

同理, 根据三组不同应力比的三参数疲劳寿命曲线方程, 可得三组不同的系数 a_i、b_i, 具体数据列于表5。

分别对 R-a, R-b 进行回归处理, 得到

$a(R)=-5.66\times R^2-0.40\times R+10.93$, $R^2=1$

$R^2+0.04\times R+2.61$, $R^2=1$

将函数 a(R) 和 b(R) 代入式(12)得到可靠度 $P=50\%$ 条件下 $R-S_{max}-N$ 数学模型

$$(S_{max}-S_0)^{-1.98\times R^2+0.04\times R+2.61}N=10^{-5.66\times R^2-0.40\times R+10.93} \quad (20)$$

4 讨论

4.1 S-N曲线的特性

4.1.1 关于 S_a-N 曲线性质　从图3可见, (1) S_a-N模型中 N 与 R 成反比。从数学上解释, 应力幅值 S_a 与最大应力 S_{max} 存在 $S_a=(1-R)S_{max}/2$ 关系, 最大应力相同时 R 与 S_a 成反比, 应力比 R 越小则应力幅 S_a 越大。(2) S_a-N曲线的梯度与应力比 R 成反比, 同等应力差(ΔS_a)的情况下, R 越低, N 的变化越大。例如 S_a 从500 MPa降低至450 MPa、应力比 R=-1时, 疲劳寿命升高 2.35×10^5, 应力比 R=0.06时, 疲劳寿命升高 3.05×10^4, 二者寿命几乎相差10倍。

4.1.2 关于 S_{max}-N 曲线的性质　从图4可见, (1) 应力最大值 S_{max} 相同时应力比 R 与寿命 N 成正比, 应力比 R 越高则试样的寿命N越高; (2) S_{max}-N 曲线的梯度与应力比 R 成正比, 在同等应力差(ΔS_{max})的情况下, 应力比 R 越大则寿命的变化越大。例如: S_{max} 从900 MPa降低至800 MPa、应力比 R=-1时, 疲劳寿命仅升高 2.86×10^3, 应力比 R=0.06时疲劳寿命则升高 2.31×10^6; (3) 疲劳极限与应力比 R 成正比。从力学概念上解释, R 越接近1则受力状态越接近静应力, 交变应力的影响越小。

表4 S_a-N曲线方程中的参数

Table 4 Parameters of S_a-N curve

R	Equations	a	b
0.5	$S_a^{43.22}N=10^{108.35}$	108.35	43.22
0.06	$S_a^{21.8}N=10^{62.37}$	62.37	21.8
-1	$S_a^{8.24}N=10^{27.47}$	27.47	8.24

表5 S_{max}-N曲线方程中的参数

Table 5 Parameters of S_{max}-N curve

R	Equations	a	b
0.5	$(S_{max}-889.17)^{2.14}N=10^{9.32}$	9.32	2.14
0.06	$(S_{max}-747.08)^{2.61}N=10^{10.89}$	10.89	2.61
-1	$(S_{max}-529.29)^{0.6}N=10^{5.68}$	5.68	0.6

4.2 应力比对疲劳极限影响的讨论和预测

采用Goodman理论修正应力比对疲劳极限的影响。Goodman公式为

$$\frac{S_a}{S_{-1}}+\frac{S_m}{\sigma_b}=1 \quad (21)$$

式中 S_a 为应力幅值; S_m 为应力平均值; S_{-1} 为对称循环(R=-1)时的疲劳极限; σ_b 为材料抗拉强度。它们之间的关系为

$$S_a=\frac{(1-R)S_{max}}{2} \quad (22)$$

$$S_m=\frac{(1+R)S_{max}}{2} \quad (23)$$

将式(22)和(23)代入(21), 可得

$$\frac{(1-R)S_{max}}{2S_{-1}}+\frac{(1+R)S_{max}}{2\sigma_b}=1 \quad (24)$$

将式(24)变形整理后可得

$$S_{max}=\frac{2S_{-1}\sigma_b}{\sigma_b+S_{-1}-(\sigma_b-S_{-1})R} \quad (25)$$

式中的 S_{max} 即表示了应力比为 R 时的疲劳极限。根据(25)式, 可预测任意 R 时的疲劳极限。取可靠度为50%, 则预测值与实验值结果如表6所示。由式(25)可见, 疲劳极限与应力比成正比, 与实验结果相吻合。同时, 从表6可见, Goodman理论可准确预测各个应力比下的疲劳极限, 与实验值误差小于6%。

4.3 两个数学模型的适用范围

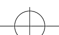
4.3.1 应力幅值寿命模型的特征　根据图3, 当疲劳寿命大于 10^7 时应力幅值寿命曲线仍呈下降趋势, 无水平渐近线, 不能反映疲劳极限, 表明应力幅值曲线更适于预测中等寿命区($N<10^6$)。在该模型中引入变量 R 后, 其寿命与应力比仍保持正比关系。

4.3.2 三参数寿命模型的特征　由图4可见, 三参数寿命曲线不仅能反映最大应力与疲劳寿命的关

表6 不同应力比下的疲劳极限值

Table 6 The fatigue limit with different stress ratio

	Predictive value/MPa	Experimental value/MPa	Relative Error/%
$\hat{S}_{50}^{0.5}$	842.73	889.17	5.22
$\hat{S}_{50}^{0.06}$	718.01	747.08	3.89
$\hat{S}_{50}^{-1}$	529.29	529.29	0



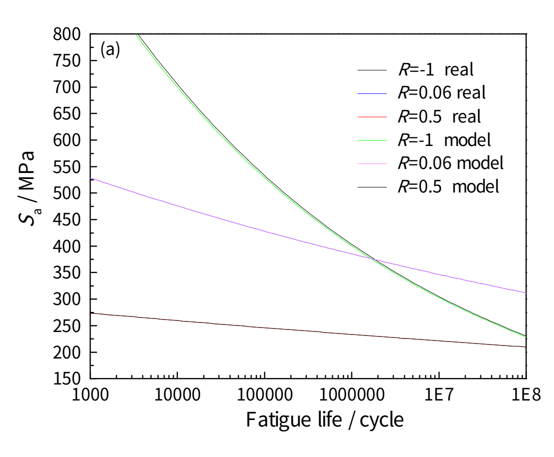
系, 还反映疲劳极限的影响。当疲劳寿命大于10^7时三个应力比的曲线保持水平, 准确反映了该应力比下的疲劳极限, 同时直观地解释了疲劳极限的工程意义。即当应力水平低于疲劳极限时, 试样的寿命趋于无穷, 显示出长寿命(大于10^7)时仍适用, 即三参数寿命模型可以准确预测中长寿命区。在三参数模型引入变量应力比后, 该模型中疲劳寿命与应力比不是单纯的呈现正比或者反比关系。

4.3.3 根据数学模型建立的理论曲线与实测曲线的比较　将应用本文建立的*R-S-N*数学模型建立的理论曲线与实验所得*S-N*曲线进行对比, 结果如图5所示。

由图5可见, S_a-N及S_{max}-N理论模型曲线与实测曲线几乎重合, 可见理论修正模型可以准确反映出不同应力比下的疲劳寿命, 具有较好的工程实用性。

4.4 TC18钛合金堆焊成形材料的*R-S-N*曲线的推广应用

为了便于工程应用, 将不同应力比R代入(19)(20)式, 得到TC18钛合金堆焊成形材料推广的*R-S-N*曲线。由数学模型建立的典型理论曲线, 如图6所示。根据图6, 在工程上可方便地查出不同R下的应力-寿命关系。



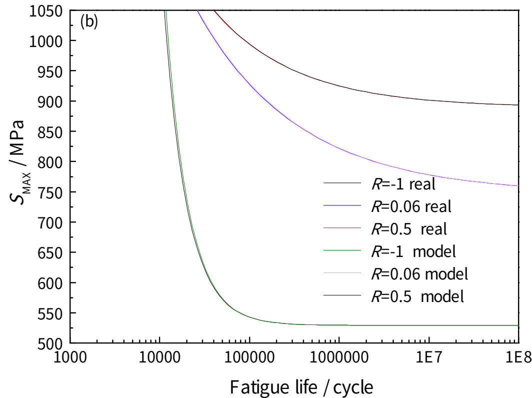
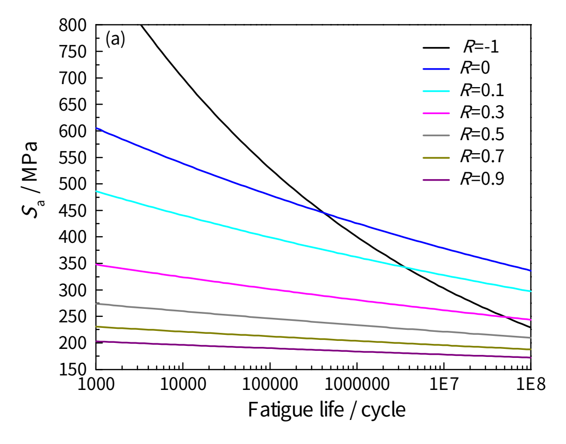


图5　图5a实测与模型的S_a-N曲线和图5b实测与预测的S_{max}-N曲线

Fig.5　S_a- N curves of model and real (a), Fig.5　S_{max}- N curves of model and real (b)



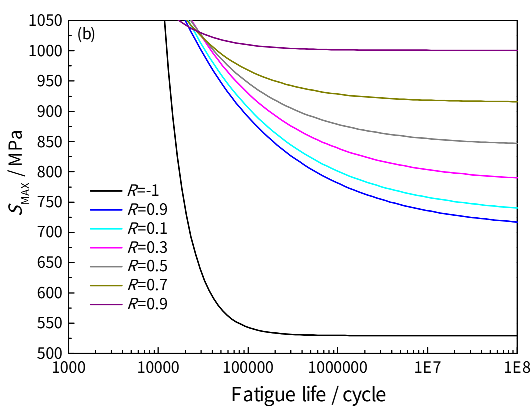


图6 不同R下的S_a-N和S_{max}-N曲线

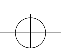
Fig.6　S_a- N curves with different stress ratio (a), S_{max}- N curves with different stress ratio (b)

5 结　论

1. 在TC18钛合金堆焊成形材料疲劳试验结果基础上, 建立了两个考虑应力比的R-S-N数学模型: 应力幅值寿命模型: $S_a^{23.93\times R^2+35.28\times R+19.60}N=10^{47.72\times R^2+77.78\times R+57.53}$ 和三参数寿命模型: $(S_{max}-S_0)^{-1.98\times R^2+0.04\times R+2.61}N=10^{-5.66\times R^2-0.40\times R+10.93}$, 实用性分析结果表明: R-S_a-N和R-S_{max}-N两模型均可准确预测不同应力比的疲劳寿命, 具有较好的工程实用性。

2. R-S_a-N模型可对中等疲劳寿命区域进行准确预测, 由于曲线成无限下降趋势, 不能反映疲劳极限。R-S_{max}-N模型更适合中长寿命区域的预测, 当达到10^7寿命后应力水平不再下降, 准确反映了的疲劳极限对寿命曲线的影响。

3. 在R=0.5、R=0.06、R=-1三个条件下, TC18钛合金堆焊成形材料应力比与疲劳极限成正比, 应力比由0.06提高到0.5(R提高7.3倍), 疲劳极限提高20%。应用Goodman理论可以较准确预测不同应力比下的疲劳极限, 其误差小于6%。



参 考 文 献

1 GUO Yanjie, Influence of stress ratio on fatigue behavior of high strength steel, World Metals, 2009-11-17(12), (2009)
(郭廷杰, 高强度钢应力比对疲劳性能影响, 世界金属导报, 2009-11-17(12), (2009))

2 CAI Huanxin, CHENG Hao, SUN Jinxiu, Influencing regularity of stress ratio on fatigue strength of 16Mn steel welded joints, Shanxi architecture, **33**(25), 102(2007)
(蔡焕新, 程 浩, 孙金秀, 应力比对16Mn钢焊接接头疲劳强度的影响规律, 山西建筑, **33**(25), 102(2007))

3 XU Shiwen, DONG Mansheng, HU Zongjun, NIU Zhongrong, Fatigue test research on steel 42CrMo, Journal of Hefei University of Technology, **31**(9), 1506(2008)
(许世文, 董满生, 胡宗军, 牛忠荣, 42CrMo钢疲劳试验研究, 合肥工业大学学报, **31**(9), 1506(2008))

4 SHA Guiying, HAN Yu, LIU Teng, WANG Jie, LI Chaohua, Influence of stress ratio on fatigue behavior of Mg-3Al-2Sc alloy, Light Allow Fabrication Technology, **40**(9), 61(2012)
(沙桂英, 韩 玉, 刘 腾, 王 杰, 李朝华, 应力比对Mg-3Al-2Sc合金疲劳行为的影响, 轻合金加工技术, **40**(9), 61(2012))

5 H. Q. Xue, H. Tao, R. P. Shao, B. Claude, Effect of stress ratio on long life fatigue behavior of Ti- Al alloy under flexural loading, Transactions of Nonferrous Metals Society of China, **18**(3), 499 (2008)

6 C. Q. Sun, Z. Q. Lei, Y. S. Hong, Effects of stress ratio on crack growth rate and fatigue strength for high cycle and very-high-cycle fatigue of metallic materials, Mechanics of Materials, **69**(1), 227 (2014)

7 S. Ishihara, A. J. Mcevily, M. Sato, K. Taniguchi, T. Goshima, The effect of load ratio on fatigue life and crack propagation behavior of an extruded magnesium alloy, International Journal of Fatigue, **31**(11-12), (1788)2009

8 T. Sakai, Y. Sato, Y. Nagano, M. Takeda, N. Oguma, Effect of stress ratio on long life fatigue behavior of high carbon chromium bearing steel under axial loading, International Journal of Fatigue, **28** (11), 1547(2006)

9 K. Tokaji, Effect of stress ratio on fatigue behavior in SiC particulate-reinforced aluminium alloy composite, Department of Mechanical and Systems Engineering, **28**(6), 539(2005)

10 XIONG Junjiang, *Fatigue and Fracture Reliability Engineering, First edition*, (Beijing, National Defend Industy Press, 2008) p.60
(熊俊江, 疲劳断裂可靠性工程学, 第一版, (北京, 国防工业出版社, 2008) p.60)

11 P. Paris, F. A. Erdogan, Critical analysis of crack growth laws, Journal of Basic Engineering, **85**(3), (528)1963

12 WANG Kunqian, XU Renping, LIN Jiehui, Fatigue crack growth probability model based on stress ratio, Journal of Aerospace Power, **24**(9), 2012(2009)
(王坤茜, 徐人平, 林捷晖, 考虑应力比的疲劳裂纹扩展概率模型, 航空动力学报, **24**(9), 2012(2009))

13 XU Renoing, LI Shulan, WANG Kunqian, The effect of stress ratio P-da/dN-△K curve for 30CrMnSiNi2A steel, Engineering Mechanice, **22**(2), 6(2005)
(徐人平, 李淑兰, 王坤茜, 应力比对30CrMnSiNi2A钢P-da/dN-△K曲线影响研究, 工程力学, **22**(2), 6(2005))

14 OUYANG Hui, LIU Junzhou, SU Xiaoyan, the effect of stress ratio on fatigue crack growth rates, Acta Mechanica Solida Sinica, (4), 577(1984)
(欧阳辉, 刘俊洲, 苏小燕, 应力比R对疲劳裂纹扩展速率的影响, 固体力学学报, (4), 577(1984))

15 GAO Zhengtong, XIONG Junjian, *Fatigue Reliability*, 1st edition, (Beijing, Beihang University Press, 2000)p.293
(高镇同, 熊俊江, 疲劳可靠性, 第一版, (北京, 北京航空航天大学出版社, 2000)p.293)

